

IN THE UNITED STATES
PATENT AND TRADEMARK OFFICE

APPLICANTS: Yoshihiro Yamaguchi et al.
APPLICATION NO.: 09/930,914
FILING DATE: August 15, 2001
TITLE: BLADE SHAPE DESIGNING METHOD, PROGRAM
THEREOF AND INFORMATION MEDIUM HAVING THE
PROGRAM RECORDED THEREON
EXAMINER: Unassigned
GROUP ART UNIT: 2123
ATTY. DKT. NO.: 22837-06289

RECEIVED
OCT 19 2001
Technology Center 2100

CERTIFICATE OF MAILING

I hereby certify that this correspondence is being deposited with the United States Postal Service as first class mail in an envelope addressed to: Commissioner For Patents, Washington, D.C. 20231, on the date shown below.

Dated: 10/10/01

By: A.C. Smith

Albert C. Smith, Reg. No.: 20,355

COMMISSIONER FOR PATENTS
WASHINGTON, D.C. 20231

TRANSMITTAL OF PRIORITY DOCUMENT

Sir:

Pursuant to the provisions of 35 U.S.C. §119, Applicant is submitting herewith a certified copy of the priority application in Japan, Serial No. 2000-268316 for filing in the Convention-priority application identified above.

Respectfully submitted,
YOSHIHIRO YAMAGUCHI ET AL.

Dated: 10/10/01

By: A.C. Smith

Albert C. Smith, Reg. No.: 20,355
FENWICK & WEST LLP
Two Palo Alto Square
Palo Alto, CA 94306
Tel.: (650) 858-7296
Fax.: (650) 494-1417



日本国特許庁
JAPAN PATENT OFFICE

別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されている事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office

出願年月日
Date of Application:

2000年 9月 5日

出願番号
Application Number:

特願2000-268316

出願人
Applicant(s):

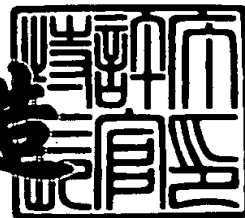
本田技研工業株式会社

RECEIVED
OCT 19 2001
Technology Center 2100

2001年 8月24日

特許庁長官
Commissioner,
Japan Patent Office

及川耕造



出証番号 出証特2001-3075597

【書類名】 特許願

【整理番号】 H100169201

【提出日】 平成12年 9月 5日

【あて先】 特許庁長官 殿

【国際特許分類】 G06F 7/00

【発明者】

【住所又は居所】 埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式会社本田技術研究所内

【氏名】 山口 義博

【発明者】

【住所又は居所】 埼玉県和光市中央1丁目4番1号 株式会社本田技術研究所内

【氏名】 有馬 敏幸

【特許出願人】

【識別番号】 000005326

【氏名又は名称】 本田技研工業株式会社

【代理人】

【識別番号】 100081721

【弁理士】

【氏名又は名称】 岡田 次生

【選任した代理人】

【識別番号】 100111969

【弁理士】

【氏名又は名称】 平野 ゆかり

【手数料の表示】

【予納台帳番号】 034669

【納付金額】 21,000円

【提出物件の目録】

【物件名】 明細書 1

【物件名】 図面 1
【物件名】 要約書 1
【プルーフの要否】 要

【書類名】 明細書

【発明の名称】 翼形状設計方法および情報媒体

【特許請求の範囲】

【請求項 1】 複数の目的関数を最適化しつつ翼の形状を設計する翼形状設計方法であって、

前記複数の目的関数は、インシデンスタフネスを含み、

前記複数の目的関数に関してパレート最適化手法に則る最適化解析が行われることによって、前記複数の目的関数の間のトレードオフが考慮されたパレート解が得られる翼形状設計方法。

【請求項 2】 請求項 1 に記載の翼形状設計方法であって、

前記複数の目的関数は、出口偏差角、圧力損失係数、翼面マッハ数もしくは圧力分布の最大傾斜、揚抗比および翼負荷のうちの少なくとも 1 つを含む翼形状設計方法。

【請求項 3】 請求項 1 に記載の翼形状設計方法であって、前記インシデンスタフネスは、

入射角の設計点を基準として互いに符号が異なる第 1 および第 2 の入射角それぞれに関して評価されることによって得られる、前記形状を評価するパラメータの第 1 および第 2 の評価値同士の和によって評価される翼形状設計方法。

【請求項 4】 請求項 3 に記載の翼形状設計方法であって、前記第 1 および第 2 の入射角の絶対値は 10 度以下である翼形状設計方法。

【請求項 5】 請求項 1 に記載の翼形状設計方法であって、前記パレート最適化手法は多目的遺伝的アルゴリズムである翼形状設計方法。

【請求項 6】 軸流圧縮機の翼列に備わる翼の形状を複数の目的関数を最適化しつつ設計する翼形状設計方法をコンピュータに実行させるための読み取り可能なプログラムを記録する情報媒体であって、前記プログラムは、

インシデンスタフネスが前記複数の目的関数の 1 つとして設定されるステップと、

前記複数の目的関数に関してパレート最適化手法に則る最適化解析を行うことによって、前記複数の目的関数の間のトレードオフが考慮されたパレート解を得

るステップと

の実行を指示する情報媒体。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、軸流圧縮機の翼列に備わる翼の形状を設計する方法に関する。

【0002】

【従来の技術】

軸流圧縮機の翼列に備わる翼の形状は、軸流圧縮機の性能に大きな影響を及ぼす。そこで、翼の形状を最適化する数々の試みが行われてきた。特開平10-149384号公報では、多数の設計変数に関する目的関数を評価しつつ圧力損失を最適化することに際して、圧縮性粘性流体方程式を解くことと、これに要する計算時間が設計変数の個数に依存しないことが特徴の設計方法が開示されている。

【0003】

詳しくは、陰関数定理から導出した圧縮性粘性流体方程式と同次元の連立1次方程式を一回だけ解くことによって、多数の設計変数に関する目的関数の勾配を同時に求めることが可能となっている。目的関数または制約条件の対象としては、翼列の下流における流体の流れ角度、翼面上の圧力勾配等が採用されている。

【0004】

以上の記載から理解されるように、様々な設計変数を考慮して翼の形状を設計することは、軸流圧縮機の設計において重要な課題の1つである。

【0005】

【発明が解決しようとする課題】

従来行われていた勾配に基づく方法を用いるときには、局所的な最適解が得られる場合がある。また、本来の最適解が得られたとしても、それが本来の最適解であるか否か判断することは困難である。さらに、斯かる方法は、プロファイルの変化において生ずる空気力学的な評価の非線形性および非連続性にそぐわず、様々な応用できるだけの汎用性が少ないという欠点を有する。そこで、勾配に基

づく方法は近年、非線形性への適合度が高く汎用性に富む、進化的アルゴリズム（Evolutionary Algorithms: EAs）および人工神経ネットワーク（Artificial Neural Networks: ANNs）を用いる統計的手法に取って代わられつつある。

【0006】

そこで、本発明は斯かる傾向に倣い、翼の形状の設計についての新たな方法を提供することを目的とする。

【0007】

【課題を解決するための手段】

本発明の第1の側面は、複数の目的関数を最適化しつつ翼の形状を設計する翼形状設計方法であって、前記複数の目的関数は、インシデンスタフネスを含み、前記複数の目的関数に関してパレート最適化手法に則る最適化解析が行われることによって、前記複数の目的関数の間のトレードオフが考慮されたパレート解が得られる。

【0008】

好ましくは、前記複数の目的関数は、出口偏差角、圧力損失係数、翼面マッハ数もしくは圧力分布の最大傾斜、揚抗比および翼負荷のうちの少なくとも1つを含む。

【0009】

好ましくは、前記インシデンスタフネスは、入射角の設計点を基準として互いに符号が異なる第1および第2の入射角それぞれに関して評価されることによって得られる、前記形状を評価するパラメータの第1および第2の評価値同士の和によって評価される。

【0010】

さらに好ましくは、前記第1および第2の入射角の絶対値は10度以下である翼形状設計方法。

【0011】

好ましくは、前記パレート最適化手法は多目的遺伝的アルゴリズムである。

【0012】

本発明の第2の側面は、軸流圧縮機の翼列に備わる翼の形状を複数の目的関数を最適化しつつ設計する翼形状設計方法をコンピュータに実行させるための読み取り可能なプログラムを記録する情報媒体であって、前記プログラムは、インシデンスタフネスが前記複数の目的関数の1つとして設定されるステップと、前記複数の目的関数に関してパレート最適化手法に則る最適化解析を行うことによって、前記複数の目的関数の間のトレードオフが考慮されたパレート解を得るステップとの実行を指示する。

【0013】

【発明の実施の形態】

軸流圧縮機の効率を高めるためには、圧力損失係数を最小化する形状を有する翼を設計することが必要である。しかし、圧力損失係数のみが設計の重要な要素というわけではない。安全性および効率の点から、軸流圧縮機が安定に動作することが好ましい。安定な動作を実現するためには、空気の流入角の変化による影響が少なくなるような形状の翼を設計することが必要となる。これには、流入角の変化によって生ずる翼の性能の低下（圧力損失係数等のパラメータの評価値の悪化）の程度が少ないこと、すなわちインシデンスタフネスを評価することが必要となる。そこで、本実施の形態においては、遷音速の条件下で用いられる軸流圧縮機に備わり、目的関数の1つとしてインシデンスタフネスが考慮された形状を有する翼を設計する方法について説明を行う。

【0014】

トレードオフを考慮しつつ複数の目的関数の最適化を行う手法として、パレート最適化手法が存在する。パレート最適化手法とは、複数または無限に存在するパレート解を求めることによって最適化を達成する手法である。パレート最適化手法として、VEGA (Vector evaluated GA), NPGA (Niche Pareto GA), NSGA (Non-dominated Sorting GA), SPEA, PAES (Pareto archive Evolution Strategy) 等の他に、多目的遺伝的アルゴリズム (MOGA: Multi-Objective Genetic Algorithm) を用いる手法が知られている。MOGAとは、パレート解を、進

化的アルゴリズムの1つである遺伝的アルゴリズム (GA) を用いて直接的に求めるためのアルゴリズムである。以下、本実施の形態においては、パレート最適化手法の1つの例としてMOGAを用いる場合について説明を行う。

【0015】

まず、MOGAについての概略を説明しておく。遺伝子の性質には、複数のパラメータが反映される。そして、初期集団の決定、評価、選択、交叉および突然変異というGAの特徴である段階を経ることによって解の集団が得られ、この集団の中から集合的なパレート解が識別される。

【0016】

図1は、解の集合を例示する模式図である。灰色の領域は、解が存在する領域を示している。同図中の横軸および縦軸は、目的関数F1および目的関数F2を表している。縦軸および横軸の交点に向かう図中の矢印の向きは最適化の方向を示しており、交点に向かうほど最適化の程度は高くなる。斜線で示される領域のうち最適化の方向における最前線である図中の点Aおよび点Bを結ぶ太線は、パレートフロント (P a r e t o F r o n t) と呼ばれる。パレートフロントは、非劣解 (n o n - d o m i n a t e d s o l u t i o n s) の集合であるパレート解を与える。設計者は、パレート解の中から所望の性質を有する個体を選択することによって、翼の形状を決定することができる。以下に、本実施の形態の方法について詳細に説明を行う。

【0017】

最初に、目的関数について説明する。本実施の形態においては、説明の簡便のために、インシデンスタフネス、圧力損失係数および出口偏差角という3つのパラメータが最適化されるべき目的関数として選別される例を挙げる。もちろんこれ以外にも、例えば翼面マッハ数 (または圧力) 分布の最大傾斜、 L/D (揚抗比) および翼負荷を最適化されるべきパラメータとして加えることが可能である。

【0018】

インシデンスタフネスを評価するには例えば、流入角の変化に応じて圧力損失係数がどの程度変化するかを観察すればよい。圧力損失係数以外の目的関数を用いて評価を行うことも可能であるが、このことについては後述するものとする。

まずは、圧力損失係数を用いる場合について説明を行う。

【0019】

圧力損失係数に依存するインシデンスタフネスの評価関数には、多様性がある。例えば、評価関数として以下の3つの式のうちのいずれかを用いることができる。

【0020】

【数1】

$$f_1 = PL(+5^0) + PL(-5^0)$$

【数2】

$$f_2 = PL(0^0) + PL(+5^0) + PL(-5^0)$$

【数3】

$$f_3 = |PL(+5^0) - PL(0^0)| + |PL(-5^0) - PL(0^0)|$$

以上の評価関数 $f_1 \sim f_3$ に関し、 $PL(x)$ は入射角が“ x ”である場合の圧力損失係数を表す。入射角と流入角との関係については、図2を用いて説明を行う。

【0021】

図2は、入射角 x の設定を例示する模式図である。入射角 x は、反り線の前縁部接線方向と流入方向とが成す角である。この前縁部接線方向上の設計点では入射角は“0”度となり、図に向かって反時計回りの方向が入射角 x が増加する方向として設定されている。すなわち、入射角が0度となる設計点をはさみ、翼背面側がマイナス、翼腹面側がプラスとなる。

【0022】

数1では、評価関数 f_1 として、入射角が+5度および-5度のそれぞれの場合の圧力損失係数を足し合わせている。従って、数1は、±5度の入射角で空気が流入する2通りの場合を考慮して圧力損失係数を最小化することによってインシデンスタフネスの最適化を行うことに相当する。一方、数2は、数1に入射角が0度の場合の圧力損失係数をさらに足し合わせたものである。これは、入射角が3通りの場合を考慮してインシデンスタフネスを最適化することに相当する。

【0023】

以上の2式とは異なる評価を行うのが、数3である。数3においては、入射角がそれぞれ±5度の場合と0度の場合との圧力損失係数の差の絶対値が足し合わされている。これは、入射角が0度の場合と入射角が±5度の場合との圧力損失係数の差が最小となる解析を行うことによって、インシデンスタフネスを最適化することに相当する。

【0024】

数1～数3のいずれを用いてインシデンスタフネスの最適化を行っても良いが、これらのうちでもっとも好適と考えられるのは数1である。というのは、数2および数3には設計点における圧力損失係数が含まれているため、目的関数のうちの他の1つである圧力損失係数とインシデンスタフネスとの間に相関が生じてしまうからである。トレードオフを考慮して最適化を行う場合には、目的関数間に相関が生ずることは好ましくない。詳細には、数2を用いて得られる結果と、設計点のみを考慮して圧力損失係数を最小化した場合に得られる結果との間に、有意な差がなくなってしまう虞がある。数3を採用する場合には、入射角が±5度の場合の性能は改善されるが、設計点における性能が悪化してしまう虞がある。

【0025】

従って、入射角の変化に対する性能の低悪化性を表すインシデンスタフネスを純粋に最適化するためには、設計点をはさむ2つの互いに符号が異なる入射角のみを考慮する数1が最適であると考えられる。斯かる2つの入射角におけるそれぞれの圧力損失係数が抑えられれば、必然的にインシデンスタフネスは向上する。

【0026】

以上の説明においては、インシデンスタフネスの評価値を決定するパラメータとして圧力損失係数を採用し、圧力損失係数の2つの評価値の和を用いる例を挙げている。しかし、圧力損失係数以外のパラメータを用いることも可能である。例えば出口偏差角を2つの符号が異なる入射角で評価し、この2つの評価値を足し合わせてインシデンスタフネスの指標としても良い。すなわち、インシデンスタフネスは、後述のCFD計算において評価されるいずれのパラメータの評価値を用いることによって評価することが可能である。

【 0 0 2 7 】

ここで、インシデンスタフネスの評価に用いられるパラメータは、必ずしもトレードオフの対象である目的関数自体である必要はない。例えば、トレードオフの対象をインシデンスタフネス、出口偏差角および圧力損失係数に設定し、インシデンスタフネスを揚抗比の和によって評価することも可能である。この場合、揚抗比はトレードオフの対象ではないが、翼の形状を評価するパラメータの1つとしてその評価値が後述のCFD計算において求められる。

【 0 0 2 8 】

また、数1においては入射角の絶対値として5度が採用されているが、この値のみに限定される必然性はない。実際の使用を考慮すると、入射角の大きさは10度以下であることが現実的であると考えられる。また、必ずしも±5度のように値を対称に設定する必要はない。例えば、入射角を-5度と+6度とのように設定しても、最適化を行うことは可能である。

【 0 0 2 9 】

他の目的関数である圧力損失係数および出口偏差角についても、評価関数をそれぞれ設定する。圧力損失係数の評価は例えば、入射角が0度の場合の圧力損失係数 $PL(0^0)$ に基づいて行うことが可能である。同様に、出口偏差角の評価を、入射角が0度の場合の出口偏差角に基づいて行うことが可能である。以上のようにして目的関数の評価関数をそれぞれ設定した後は、パレート最適化のためのアルゴリズムの一例であるMOGAを用いる最適化シミュレーションが行われる。

【 0 0 3 0 】

図3は、MOGAを用いる最適化シミュレーションを例示するフローチャートである。まず、ステップS10において処理が開始される。次にステップS12においては、遺伝子を有する個体を構成要素とする初期集団(初期の個体群)を決定する。個体の数は、例えば96個に設定することができる。

【 0 0 3 1 】

通常、遺伝的アルゴリズムを用いて最適化を行う場合には、設計パラメータを2進数の遺伝子型に変換する(2進数コーディング)。しかし、設計パラメータ

を敏感に制御し、現実的な最適化に容易に適応させるために、本実施の形態においては2進数コーディングではなくリアルナンバコーディング（遺伝子を実数で表現する）を用いる。

【0032】

リアルナンバコーディングの採用によって、本実施の形態における遺伝子は、設計パラメータと同じ数の次元を有するリアルナンバベクトルとなる。設計パラメータの組み合わせの例は、表1に示されている。

【0033】

【表1】

変 数	γ	スタッガー角（食違角）
	PS (1) ~ PS (4)	圧力面制御点
	SS (1) ~ SS (4)	負圧面制御点
	W1	ウェッジイン (Wedge-in) 角
	W2	ウェッジアウト (Wedge-out) 角
定 数	$\beta 2$	出口メタルアングル
	$r 1$	前円の半径
	$r 2$	後円の半径
	$\beta 1$	入口メタルアングル
	c	翼弦長
	σ	ソリディティ（翼弦／ピッチ）

【0034】

表1に例示されるように、スタッガー角 γ ～出口メタルアングル $\beta 2$ を変数に設定して、前円の半径 $r 1$ ～ソリディティ σ を定数として固定することが可能である。各々の設計パラメータによって、図4に例示されるように、翼のモデルの形状が一意に決定される。

【0035】

図4は、翼のモデルの設定を例示する模式図である。図4の例では、後円の中心は、前円 $r 1$ の中心とスタッガー角 γ とによって決定されている。セミキャンバは、前円 $r 1$ の中心、入口メタルアングル $\beta 1$ 、後円 $r 2$ の中心および出口メタ

ルアングル $\beta 2$ のそれぞれの位置を3次関数で結ぶことによって作成されている。圧力面制御点PS(1)～PS(4)および負圧面制御点SS(1)～SS(4)それぞれを互いに結ぶ線は、セミキャンバに垂直である。

【0036】

翼板の表面は、圧力面制御点PS(1)～PS(4)と、負圧面制御点SS(1)～SS(4)と、ウェッジイン角W1の頂点と前円との接点と、ウェッジアウト角W2と後円との接点とを、圧力側および吸気側でそれぞれ7次関数によって補間することによって形成されている。表面が滑らかになるように、7次関数は前円および後円のそれぞれの接線と滑らかにつながられている。

【0037】

図3のステップS12における初期集団の作成においては、表1の変数は広い設計空間において、無作為に生成される。無意味な解を避けるために、図4の出口メタルアングル $\beta 2$ は0度よりも大きく、翼板は後円の半径よりも厚いという設計上の制約を設けておくことが好ましい。さらに、翼板の形状自体の影響を知るために、ソリディティは例えば“2”という値に固定される。

【0038】

図3に例示される引き続くステップS14においては、評価が行われる。評価は例えば、現在の個体群の中に条件を満たす解が含まれているか、またはシミュレーションが無限に行われることを回避するために予め設定された世代数に現在の世代が達したか、を終了条件として行われる。設定される世代数を、例えば“30”に設定することが可能である。具体的には評価は、CFD(Computational Fluid Dynamics)計算によって、各個体について目的関数の評価値を求めることによって行われる。

【0039】

CFD計算は例えば、 $k-\epsilon$ 乱流モデルを用いる2次元のナビエ・ストークス(NS)方程式を用いて行うことができる。グリッドのサイズは、計算時間と計算精度とを比較考量して定められ、例えば 171×55 とすることができる。圧力損失係数および出口偏差角が計算される位置は予め設定しておく。例えばその位置を、後流の減衰を考慮して、出口の後の翼弦に設定することができる。境界条

件としてどのようなパラメータを考慮するかは適宜定めることが可能である。例えば、入口全圧、入口全温、出口静圧および流入角を考慮し、入口マッハ数を考慮しないようにしても良い。

【0040】

ここで、一般に、「圧力損失係数」に基づく性能の評価は2次元的な解析においてのみ有効であり、3次元的な解析では「効率」に基づく評価を行わねばならない。本実施の形態においては、2次元的な解析を例として説明を行うため「圧力損失係数」を用いるが、特に2次元的な解析のみに限定する趣旨ではない。本明細書においては、「圧力損失係数」という言葉は、解析が3次元的に行われる場合の「効率」という概念を含むものと考えることが可能である。

【0041】

遺伝的アルゴリズムの特長は各々の個体が互いに独立であることであり、各々の個体に関するCFD計算を同時に並行して独立に行うことが可能であることである。遺伝的アルゴリズムの特長を活かすよう、並列処理は、MPI (Message Passing Interface) を用いて行うことが可能である。処理時間は、並列演算処理に用いられるCPUの個数に応じて低減される。個体数の分だけCPUを用いることによって、個体の数に依らずほぼ一定の演算時間で評価を終えることが可能となる。

【0042】

ステップS14において上述のいずれかの終了条件が満足される場合には、ステップS22において処理は終了する。設定された世代数まで評価が行われた場合には、NS計算は個体数（例えば96個）×世代数（例えば30世代）×圧力損失係数の評価点の数（軸流圧縮機全体としての圧力損失係数（PL(0)）に必要な1点、インシデンスタフネスの評価（PL(±5)）に必要な2点の合計3点）によって与えられる積の数の分だけ必要になる。従って、ステップS14において演算を並列に行うことによって、大幅に時間を短縮することが可能となる。いずれの終了条件とも満足されない場合には、処理はステップS16に移行する。

【0043】

ステップ S16 においては、個体の選択が行われる。選択は、ステップ S14 において求められた目的関数の評価値に応じて各個体をランク付けすることによって為される。

【0044】

ランク付けを行う方法としては、例えば、目的関数空間中の優性な (dominant) 個体の数に “1” を足し合わせることによって、総ての個体に対して決定する方法が挙げられる (Proceeding of the 5th International Conference on Genetic Algorithms, 1993, pp. 416-423 に記載される Fonseca' s ランキング法が用いられる)。そして、ランクに応じて個体が保存 (選択) される確率が決定される。個体の選択確率は、評価値から直接的に計算されるのではなく、目的関数空間における優性特性に従って、数 4 に例示されるように計算される。

【0045】

【数 4】

$$P_i = C \cdot (C - 1)^{i - 1}$$

【0046】

ここで、“ P_i ” は選択確率、“ C ” は定数 (ランクが “1” のパレート個体の選択確率に等しい) および “ i ” はランクをそれぞれ表す。すなわち、数 4 においては、ランクが “1” のパレート個体の選択確率である定数 C を基準として、各個体の選択確率 P_i が決定される。

【0047】

安定したパレート解に到達するためには、エリート保存を行うことが好ましい。すなわち、ランクの高い個体 (エリート個体) は除いておいて残りの個体についてランクに基づく選択を行い、最後に保存しておいたエリート個体を戻すという手法を採用することが可能である。

【0048】

MOGAs においては、個体群の多様性が失われてしまうジェネティックドリフトが、確率的な選択のプロセスにおいて生じ得る。そこで、これに対処するた

めに、シェアリング法を用いることが好ましい。これによって、設計パラメータ空間において高密度に存在する個体に対する選択確率を減らすことができる。

【0049】

ステップS16において次世代に残される個体が選択された後に、ステップS18およびステップS20においてそれぞれ、予め決められた確率の下で、交叉および突然変異を引き起こす処理が行われる。交叉および突然変異は、例えば文献Michalewicz、Z. , Genetic Algorhythm+Data Structures=Evolution Programs, Third, Revised and Extended Edition, 1996, Springer-Verlag, Berlin, Heidelbergに記載される方法に則って行うことができる。斯かる文献に示される実数値に対する交叉は、数5に例示されるように行われる。

【0050】

【数5】

$$\begin{aligned} X(\lambda i) &\leftarrow c_1 A(\lambda i) + c_2 B(\lambda i), \\ Y(\lambda i) &\leftarrow c_1 B(\lambda i) + c_2 A(\lambda i). \end{aligned}$$

【0051】

ここで、“A”および“B”は親であり、“X”および“Y”は子である。また、“ λi ”は任意の設計パラメータを表す。すなわち、“i”は1～Nのうちの任意の整数を表す番号であり、“N”は変数である設計パラメータの数（表1の場合は“6”）を表す。“ c_1 ”および“ c_2 ”には、「 $c_1 + c_2 = 1$ 」および「 $0 \leq c_1, c_2$ 」という条件が課せられている。数5を参照すれば理解されるように、実数値が用いられる場合の交叉を、親の加重平均をとることによって行っている。一方、実数値が用いられる場合の突然変異として、実数値を表すベクトルに対して加算を行うことが可能である。

【0052】

ステップS16～ステップS20までの処理が一通り済むと、世代が1つ進んだ個体群が得られる。ステップS20の後に処理は再びステップS14に戻り、新たな世代の個体群に対する評価が行われる。

【0053】

以上のようにして、インシデンスタフネスを含む複数の目的関数の総てを、トレードオフを考慮しつつ最適化することが可能になる。

【0054】

図5は、図3に例示される方法によって得られる結果を例示する模式図である。図5に例示される3次元の座標系では、インシデンスタフネス、圧力損失係数および出口偏差角がパラメータとなっている。かかる空間に分布する複数の点はそれぞれ、最終世代における個体をあらわしている。個体が分布する空間から3つの座標軸の交点へと向かう方向が、最適化の方向である。図3のステップS16においてランキング法およびエリート保存を用いることによって、図5に例示される大抵の個体が、最適化の方向に向かうパレートフロントを形成する。翼の設計者は、パレートフロント上の個体のうちから、目的の性能を実現するものを選び出せばよい。そして、選択された個体の遺伝子が表すパラメータの値を用いて翼の形状を決定すればよい。

【0055】

図6は、図5の例を、出口偏差角の軸の向きとは反対の向きから眺めた様子を例示する模式図である。すなわち、図6においては、インシデンスタフネスと圧力損失係数との間のトレードオフの関係が例示されている。2次元的に眺めることによって、本来は3次元であるパレートフロントは不明瞭になってしまっている。

【0056】

図6における最適化の方向を示す矢印によって表されるように、インシデンスタフネスおよび圧力損失係数は、その値が低いほど最適度が増す。従って、図6において囲まれている領域R1に存在する個体を採用することによって、インシデンスタフネスに優れる形状の翼を設計することが可能となる。同様に、領域R2に存在する個体を採用することによって、圧力損失係数に優れた形状の翼を設計することが可能となる。また、インシデンスタフネスと圧力損失係数とのバランスが取れた形状の翼を得たい場合には、中間的な領域R3に存在する個体を採用すればよい。

【0057】

次に、数1～数3のいずれを用いるかによって異なる結果について説明を行う。図7および図8はそれぞれ、数1および数3を用いて最適化を行う場合に得られる結果を例示する模式図である。横軸は入射角、縦軸は圧力損失係数を表している。両図においては、最適化前の初期状態は点線で表され、最適化の結果は実線で表されている。数1および数3それぞれにおいて評価に用いられる点は、両図において黒丸で示されている。軸流圧縮機の性能は、圧力損失係数の目安となる設計点（0度）におけるプロファイルの位置が図面に向かって下側に位置するほど、すなわち圧力損失係数の増加量が少ないほど良好である。

【0058】

両図を比較すれば明らかなように、数1を用いる図7の場合のほうが、設計点における圧力損失係数の悪化の度合い（初期状態からの圧力損失係数の増加量）が少ない。これは、既述の通り、数3が入射角±5度と設計点との場合の圧力損失係数の差（図8において示される $\Delta PL(-5^0)$ および $\Delta PL(+5^0)$ ）の和を最小化することを目的とする数式であり、設計点における圧力損失係数の悪化を招いてしまうからである。

【0059】

さらに、図7を参照すれば明らかであるように、数1を用いて最適化された形状の翼の損失係数のプロファイルは初期状態のプロファイルに比べ、入射角のプラス側で損失係数の増加が少なく、マイナス側で増加が多くなっているという傾向が、複数の最適化の結果について観察された。同様の傾向が、インシデンスタフネスが最適化された形状およびこれ以外の目的関数が最適化された形状の間についても観察される。

【0060】

図9は、インシデンスタフネスを最適化する形状（IT最適化形状）と、圧力損失係数を最小化する形状（PL最小化形状）とについて、圧力損失係数に関するプロファイルの傾向を例示する模式図である。実線はIT最適化形状のプロファイルを、点線はPL最小化形状のプロファイルをそれぞれ例示している。圧力損失係数を表す縦軸の目盛りの1つ分の大きさは、0.01である。

【0061】

図9において出口偏差角を最小化する形状のプロファイルの図示を省いているのは、IT最適化形状と比較した場合にPL最小化形状と出口偏差角を最小化する形状とのそれぞれのプロファイルには有意な差がなく、図を見やすくするためである。もちろん実際には、圧力損失係数および出口偏差角をそれぞれ最小化するという目的の相違から、圧力損失係数が最小化されたプロファイルの方が出口偏差角が最小化されたプロファイルよりも入射角0度の位置では下方に位置するという相違は存在する。

【0062】

図9においても、図7と同様に、一点鎖線の円で囲まれた高入射角の部分において、IT最適化形状の方がPL最小化形状よりも圧力損失係数が低くなっている。また、圧力損失係数が最小となる入射角は、IT最適化形状の方がPL最小化形状よりも大きく（この例では約1度）なっている。

【0063】

入射角が大きくなるほど流れの条件が厳しくなることは、既知の事実である。図10および図11はそれぞれ、マッハ数の等高線を、IT最適化形状を有する翼BL1およびPL最小化形状を有する翼BL2について例示する分布図である。両図は、入射角が5度という高入射角の条件下で作成されている。

【0064】

図10および図11を比較すれば理解されるように、境界層はがれはIT最適化形状を有する翼BL1の方が少なくなっている。後流の厚みに影響を与え、摩擦損失を増大させる境界層はがれを流れの条件が厳しい場合に低減できることには、非常に重要な意義がある。

【0065】

従って、図9に例示されるように低入射角側で圧力損失係数が犠牲にされているといえども、高入射角の部分において圧力損失係数が比較的小さくなる形状の翼を設計できる本実施の形態の最適化方法は、非常に好ましい方法であると言える。

【0066】

以上のように、本実施の形態においては、インシデンスタフネス、圧力損失係数および出口偏差角の最適化を、これらの間のトレードオフを考慮しつつ行う方法について説明した。この方法によって、インシデンスタフネスが最適化された形状の翼を設計することが可能となり、軸流圧縮機の動作の安定化が実現される。

【0067】

以上の説明においては、インシデンスタフネスに優れた形状の翼を設計することによって軸流圧縮機の動作を安定化することが述べられている。しかし、軸流圧縮機のみ用途が限定されるわけではない。例えば飛行機の翼の設計に本実施の形態の方法を適用することによって、安定な飛行を実現することが可能になる。

【0068】

なお、本実施の形態の設計方法は、CD-ROMまたはFD（フレキシブルディスク）等の情報記憶媒体に記憶させることが可能であり、これをコンピュータに読み取らせて実行させることが可能である。

【0069】

【発明の効果】

本発明によって、入射角の変化によって影響を受けにくい、安定した動作を実現する形状の翼を設計することが可能になる。

【図面の簡単な説明】

【図1】 MOGAを用いる最適化方法の解の分布を例示する模式図である。

【図2】 入射角 α の設定を例示する模式図である。

【図3】 実施の形態の最適化方法の処理手順を例示するフローチャートである。

【図4】 翼の形状のモデルを例示する模式図である。

【図5】 実施の形態の最適化方法によって得られる解の分布を例示する模式図である。

【図6】 図5の分布を2次元的に眺めた場合の分布を例示する模式図である。

【図7】 実施の形態の最適化方法によって得られた形状が与える、入射角の変化に関するプロファイルの一例を示す模式図である。

【図 8】 実施の形態の最適化方法によって得られた形状が与える、入射角の変化に関するプロファイルの他例を示す模式図である。

【図 9】 インシデンスタフネスが最適化されたプロファイルと、圧力損失係数が最小化されたプロファイルとの差異を例示する模式図である。

【図 1 0】 インシデンスタフネスが最適化された形状の翼に関するマッハ数の等高線を例示する分布図である。

【図 1 1】 圧力損失係数が最小化された形状の翼に関するマッハ数の等高線を例示する分布図である。

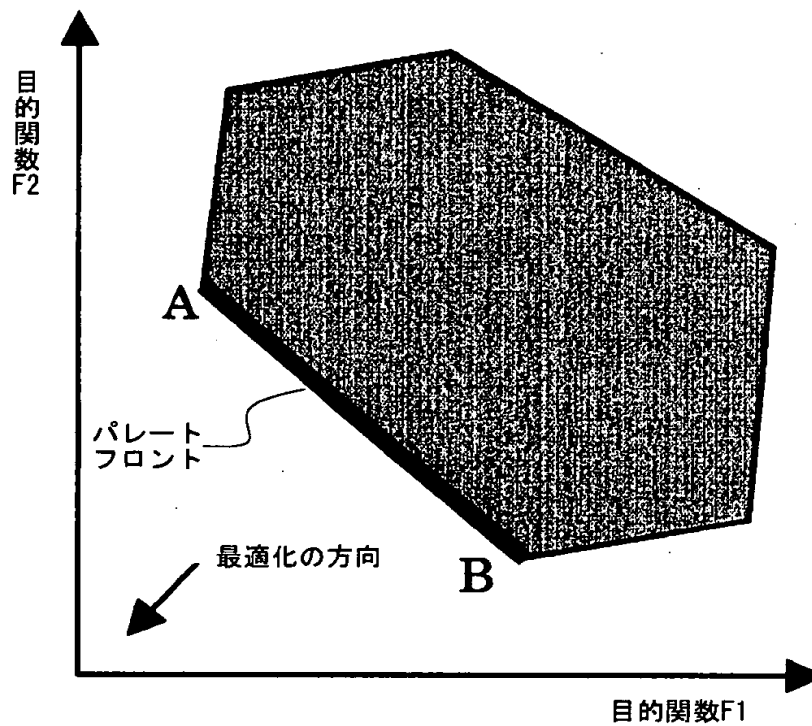
【符号の説明】

x 入射角、

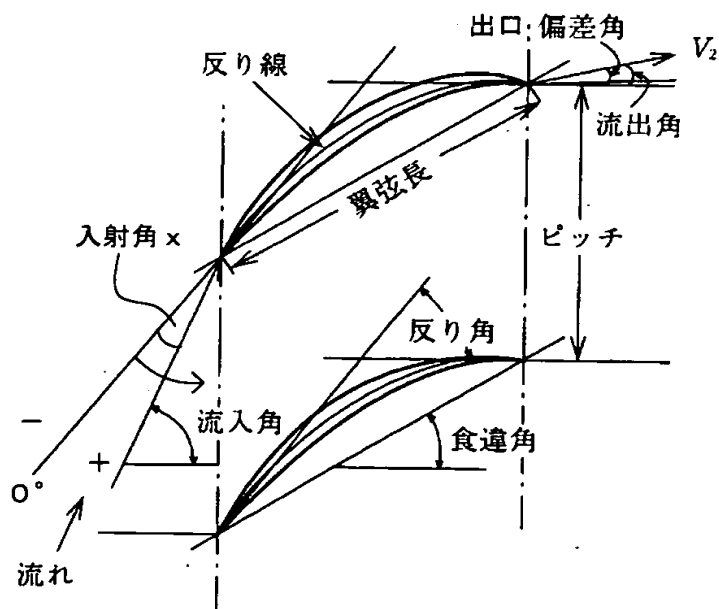
S 1 0, S 1 2, S 1 4, . . . , S 2 2 ステップ

【書類名】 図面

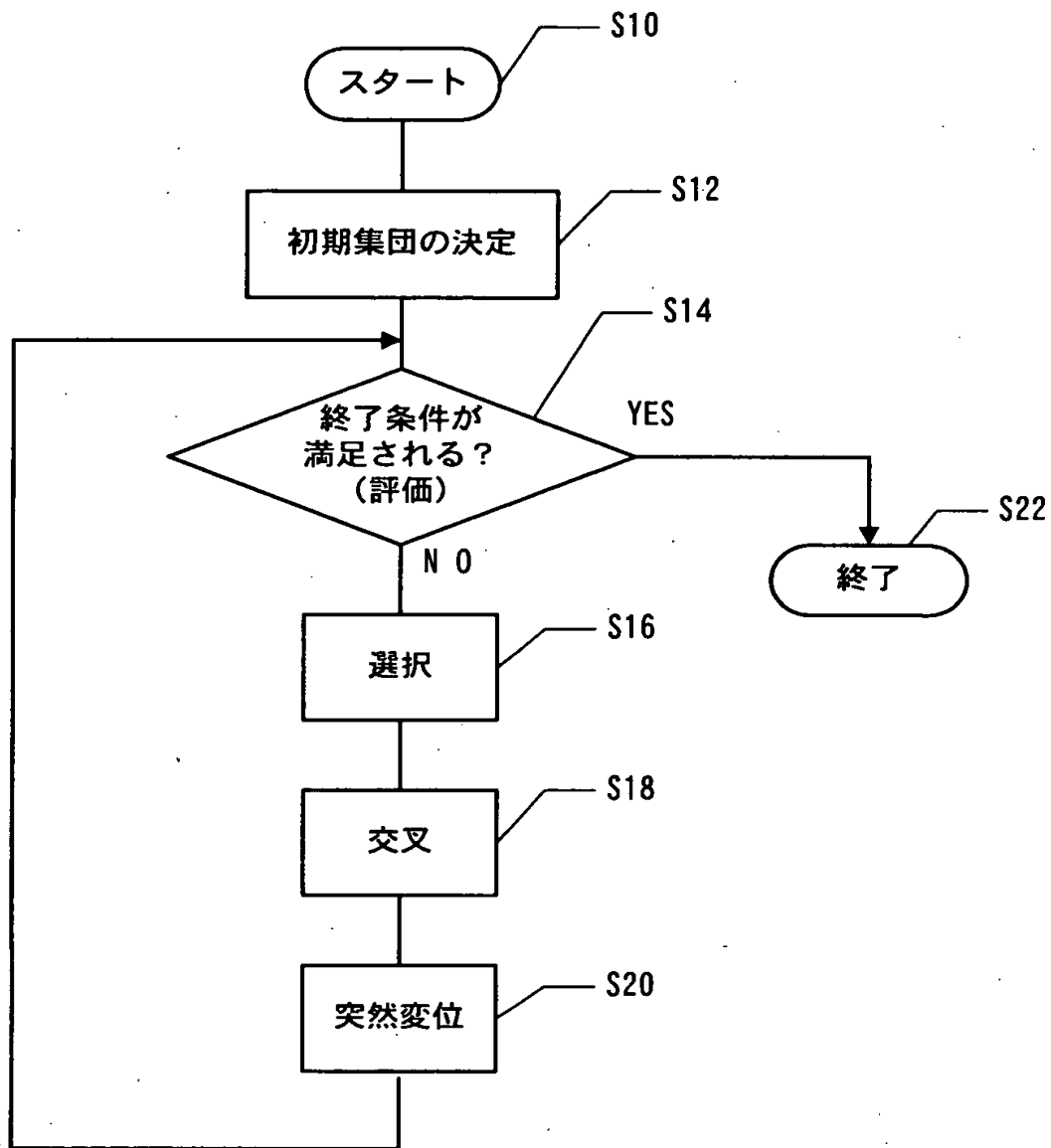
【図 1】



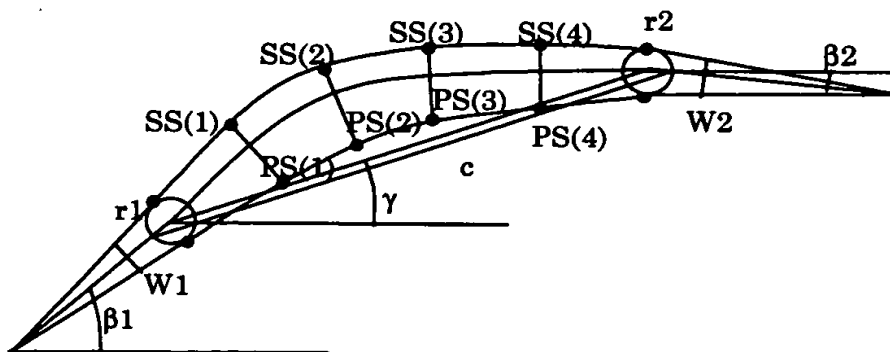
【図 2】



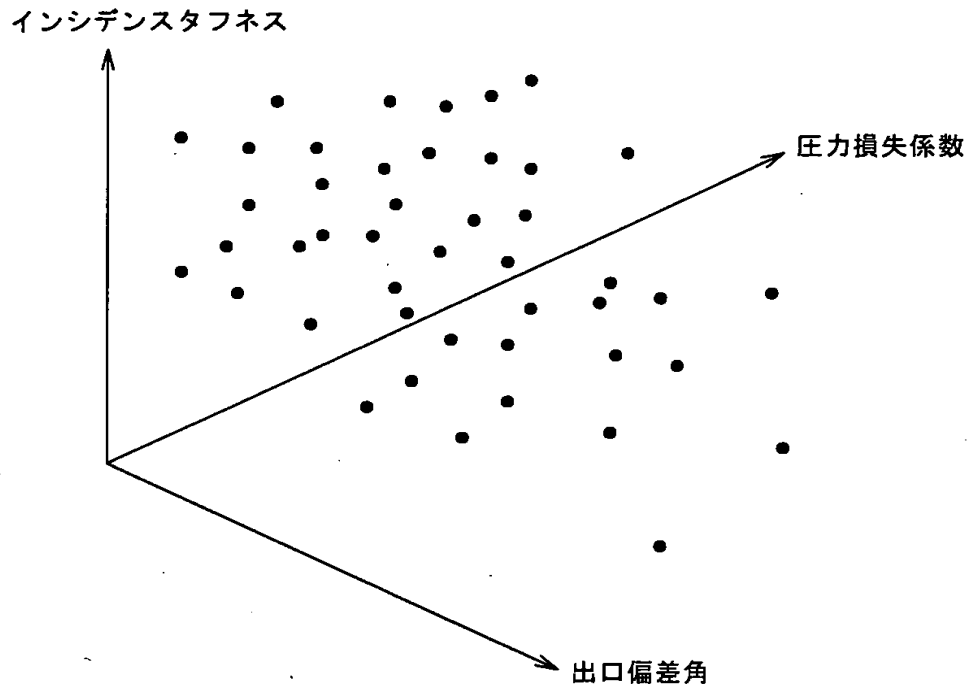
【図 3】



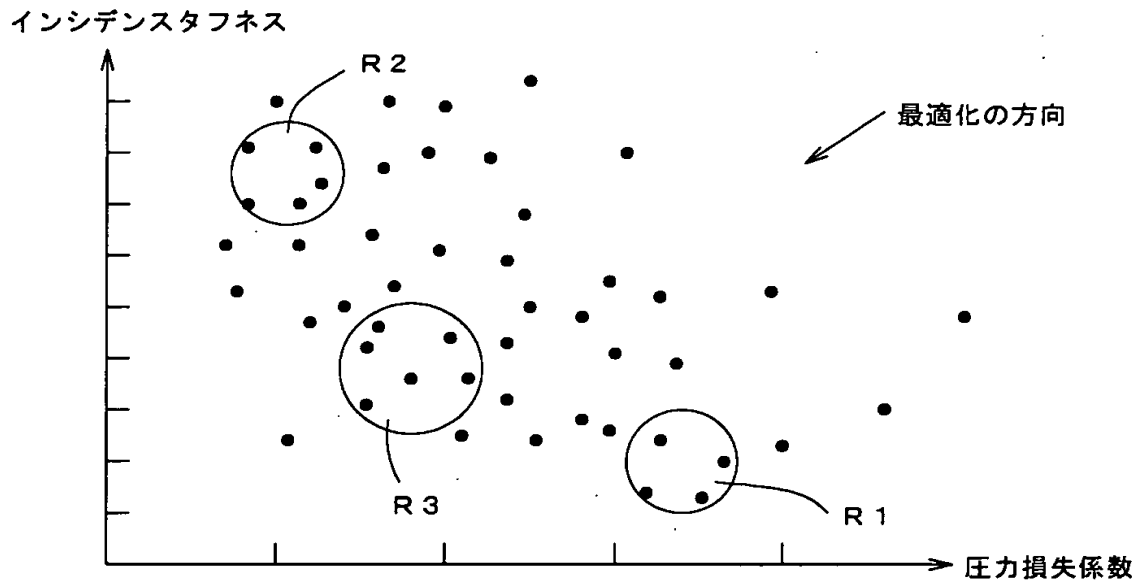
【図 4】



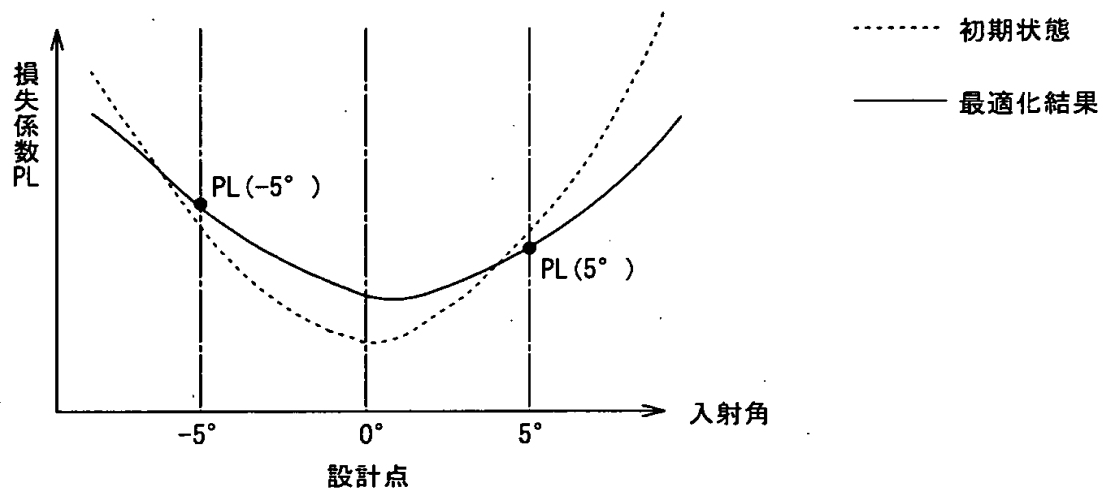
【図 5】



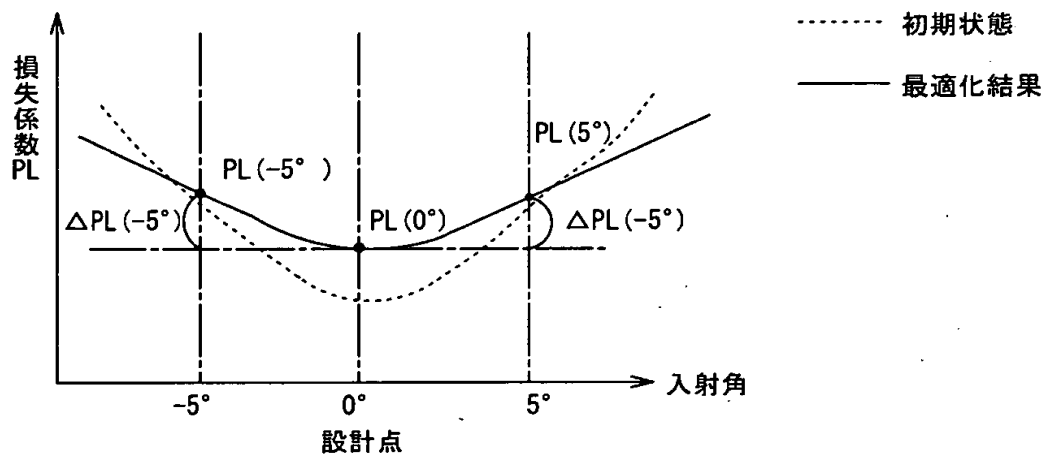
【図 6】



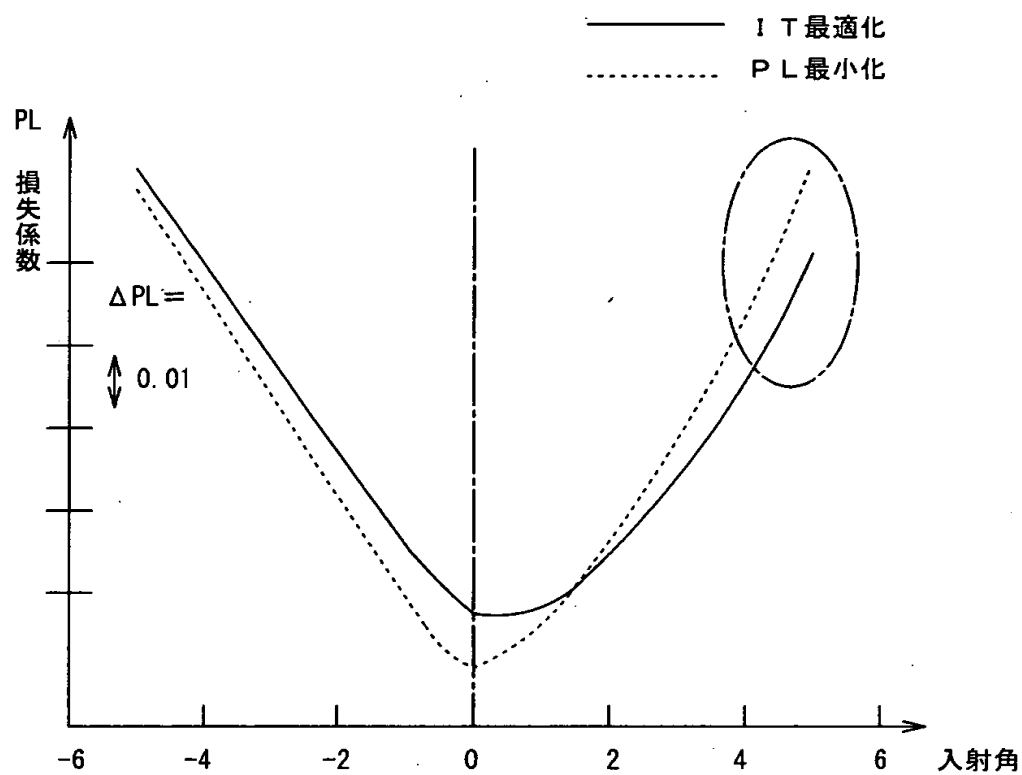
【図 7】



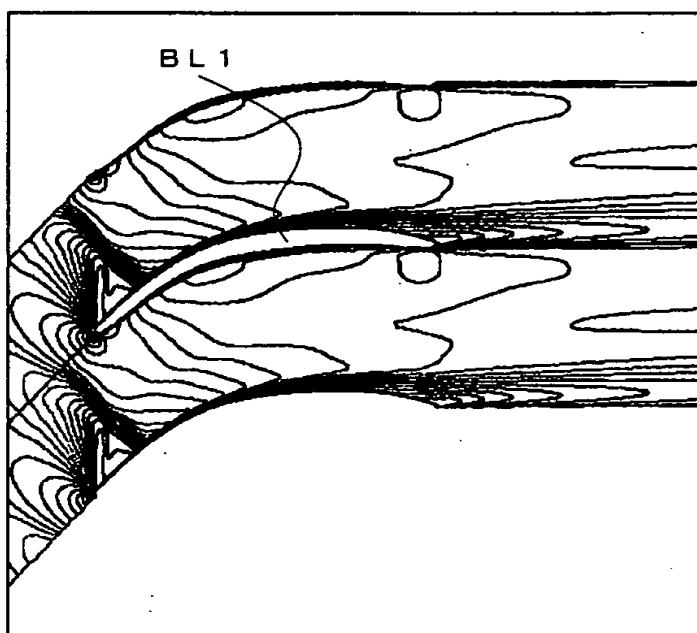
【図 8】



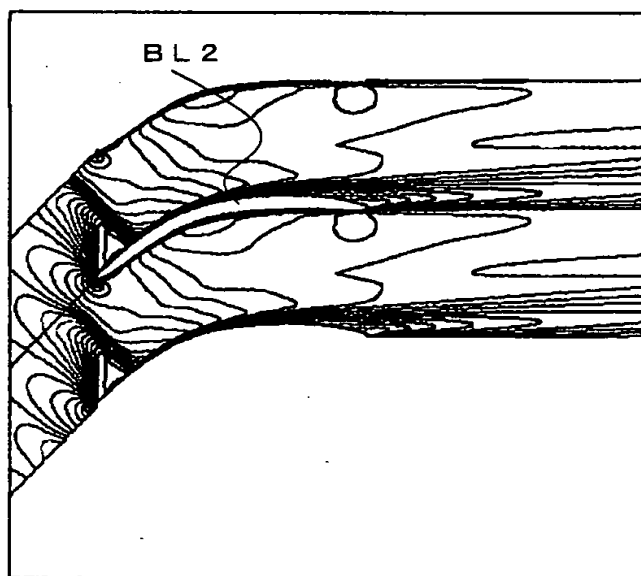
【図 9】



【図10】



【図11】



【書類名】 要約書

【要約】

【課題】 インシデンスタフネスに優れた形状の翼を設計する方法を提供する。

【解決手段】 まず、翼の設計パラメータを遺伝子として有する個体の初期集団がランダムに決定される（ステップ S 1 2）。次に、ナビエ・ストークス方程式を用いる解析が行われ、この解析結果に基づき、インシデンスタフネス（翼の性能が入射角の変化による影響を受けにくいこと）、圧力損失係数および出口偏差角等を目的関数として個体のランク付け（評価）が行われる（S 1 4）。所望の性能を有する形状を与える個体を得られた場合、または既設定の世代数に達した場合には、終了条件が満足されたとして解析は終了する（S 2 2）。終了条件が満足されない場合には、ステップ S 1 6～S 2 0において個体の選択、個体間の交叉、および突然変異に関する処理が行われ、世代数が“1”増加する。以上の処理が繰り返され、MOGAに則りトレードオフが考慮されたパレート解が得られる。

【選択図】 図 3

特 2 0 0 0 - 2 6 8 3 1 6

出 願 人 履 歴 情 報

識別番号 [0 0 0 0 0 5 3 2 6]

1. 変更年月日 1 9 9 0 年 9 月 6 日

[変更理由] 新規登録

住 所 東京都港区南青山二丁目 1 番 1 号

氏 名 本田技研工業株式会社